



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112265347 A

(43) 申请公布日 2021.01.26

---

(21) 申请号 202010988875.2 *B32B 9/00* (2006.01)  
(22) 申请日 2020.09.18 *B32B 9/04* (2006.01)  
(71) 申请人 航天特种材料及工艺技术研究所 *B32B 27/04* (2006.01)  
地址 100074 北京市丰台区云岗北里40号 *B32B 27/38* (2006.01)  
院 *B32B 33/00* (2006.01)  
*B29C 70/44* (2006.01)  
(72) 发明人 李丽英 尹先鹏 李峥 汪东  
柯红军 吴霄 王国勇  
(74) 专利代理机构 北京君尚知识产权代理有限公司 11200  
代理人 邱晓锋  
(51) Int. Cl.  
*B32B 27/12* (2006.01)  
*B32B 27/20* (2006.01)  
*B32B 27/42* (2006.01)  
*B32B 27/28* (2006.01)

权利要求书1页 说明书3页

---

(54) 发明名称

一种结构承载-烧蚀防热一体化复合材料及其制备方法

(57) 摘要

本发明提出一种结构承载-烧蚀防热一体化复合材料及其制备方法。该一体化复合材料包括结构承载层和烧蚀防热层,其中,结构承载层选用碳纤维增强树脂基复合材料,烧蚀防热层选用纤维增强耐烧蚀树脂复合材料,然后采用共固化成型工艺制备一体化复合材料。本发明中制备的一体化复合材料具有成型工艺简单、生产周期短、可靠性高的优点,同时,相较于传统金属承载方式实现有效减重,可广泛应用于航天飞行器舱体结构。

1. 一种结构承载-烧蚀耐热一体化复合材料,其特征在于,包括结构承载层和烧蚀耐热层;所述结构承载层为碳纤维增强树脂基复合材料,所述烧蚀耐热层为纤维增强耐烧蚀树脂复合材料;所述结构承载层和所述烧蚀耐热层通过共固化方式一次成型制备。

2. 一种权利要求1所述结构承载-烧蚀耐热一体化复合材料的制备方法,其特征在于,包括以下步骤:

(1) 将用于结构承载层的碳纤维预浸料均匀铺覆在模具上;

(2) 铺覆好的碳纤维预浸料进行预压实;

(3) 在预压实后的碳纤维预浸料之上,将用于烧蚀耐热层的纤维增强耐烧蚀树脂预浸料与碳纤维预浸料交替铺层,作为过渡区域;

(4) 将纤维增强耐烧蚀树脂预浸料均匀铺覆在过渡区域之上;

(5) 将碳纤维预浸料、纤维增强耐烧蚀树脂预浸料进行共固化成型,得到结构承载-烧蚀耐热一体化复合材料。

3. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:所述碳纤维为聚丙烯腈基碳纤维、沥青基碳纤维和粘胶基碳纤维中的至少一种。

4. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:所述碳纤维预浸料所用树脂体系包括下列中的一种:环氧树脂、双马来酰亚胺树脂、氰酸酯树脂、苯并噁嗪树脂。

5. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:所述耐烧蚀树脂包括酚醛树脂、改性酚醛树脂、苯并噁嗪树脂中的至少一种。

6. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:所述纤维增强耐烧蚀树脂预浸料所用纤维包含石英纤维、高硅氧纤维、酚醛纤维、莫来石纤维、碳化硅纤维、碳纤维、氧化铝纤维中的至少一种。

7. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:铺覆好的碳纤维预浸料根据所用树脂软化点选择合适的预压实温度,预压实温度为40-80℃,时间为2-8h。

8. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:碳纤维预浸料所用树脂体系与纤维增强耐烧蚀树脂预浸料所用树脂体系具有相似的固化制度,确保结构承载层与烧蚀耐热层能够通过共固化一次成型。

9. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:所述过渡区域由碳纤维预浸料与纤维增强耐烧蚀树脂预浸料交替铺层组成,过渡区域厚度为1-3mm。

10. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于:采用模压成型或热压罐成型工艺进行所述共固化成型,固化温度为160-240℃,固化时间为4-12h,固化后冷却至室温,得到一体化复合材料。

## 一种结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料及其制备方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料及其制备方法,属于复合材料技术领域。

### 背景技术

[0002] 飞行器的轻量化研究工作一直是国内外航空航天学科研究的重点之一,在满足飞行任务前提下,降低飞行器的重量是一直追求的目标,而采用复合材料结构件是实现减重的最有效途径,碳纤维复合材料由于其轻质、高强、可设计性的特点被广泛应用于航空航天领域。目前,高马赫数飞行器大面积舱体热防护措施主要采用在金属承载结构外成型烧蚀材料,此方法存在制备周期长、生产成本低、可靠性低的缺点。同时,金属承载结构不利于飞行器的轻量化设计。

[0003] 结构承载-烧蚀隔热一体化热防护系统是一种新型的集隔热结构与承载结构于一体的结构形式,不仅能够完成隔热功能,而且能够承受气动载荷和结构载荷。目前典型的一体化热防护系统主要有波纹夹芯、刚性隔热条、多层级一体化热防护系统,其中波纹夹芯结构存在腹板热短路效应,会对结构的隔热性能产生影响,刚性隔热条结构制造工艺比较复杂,在设计和制造过程中需考虑隔热条与壁板之间的粘接强度,多层级一体化热防护系统中连接结构较为复杂,导致成型工艺难度大。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于克服现有技术不足,提供一种结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料及其制备方法,一体化复合材料以碳纤维复合材料作为承载结构(即结构承载层),耐烧蚀树脂复合材料作为隔热结构(即烧蚀隔热层),复合材料采用共固化方式经模压成型或热压罐成型工艺制备。

[0005] 本发明的技术解决方案:

[0006] 一种结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料,其包括结构承载层和烧蚀隔热层;所述结构承载层为碳纤维增强树脂基复合材料,所述烧蚀隔热层为纤维增强耐烧蚀树脂复合材料;所述结构承载层和所述烧蚀隔热层通过共固化方式一次成型制备。

[0007] 一种结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料的制备方法,主要包括以下步骤:

[0008] (1) 将用于结构承载层的碳纤维预浸料均匀铺覆在模具上;

[0009] (2) 铺覆好的碳纤维预浸料进行预压实;

[0010] (3) 在预压实后的碳纤维预浸料之上,将用于烧蚀隔热层的纤维增强耐烧蚀树脂预浸料与碳纤维预浸料交替铺层,作为过渡区域;

[0011] (4) 将纤维增强耐烧蚀树脂预浸料均匀铺覆在过渡区域之上;

[0012] (5) 将碳纤维预浸料、纤维增强耐烧蚀树脂预浸料进行共固化成型,得到结构承载-烧蚀隔热一体化复合材料。

[0013] 进一步地,本发明步骤(1)中所述的碳纤维预浸料所用碳纤维为聚丙烯腈基碳纤

维、沥青基碳纤维和粘胶基碳纤维中的至少一种；所述碳纤维预浸料所用树脂体系包括但不限于环氧树脂、双马来酰亚胺树脂、氰酸酯树脂、苯并噁嗪树脂。

[0014] 进一步地，本发明步骤(2)中将铺覆好的碳纤维预浸料在40-80℃的条件下进行预压实 2-8h，根据所选用的树脂软化点选择合适预压实温度，保证固化成型后的产品质量。

[0015] 进一步地，本发明步骤(3)中所述的纤维增强耐烧蚀树脂预浸料所用纤维为石英纤维、高硅氧纤维、酚醛纤维、莫来石纤维、碳化硅纤维、碳纤维、氧化铝纤维中的至少一种；所述耐烧蚀树脂为酚醛树脂、改性酚醛树脂、苯并噁嗪树脂中的至少一种。

[0016] 进一步地，本发明中制备的一体化复合材料中承载结构所用树脂体系与耐热结构所用树脂体系应具有相似的固化制度，满足结构承载层与烧蚀耐热层通过共固化方式一次成型。

[0017] 进一步地，本发明步骤(3)中所述的过渡区域按照碳纤维预浸料与纤维增强耐烧蚀树脂预浸料交替铺层方式设置，过渡区域厚度为1-3mm。

[0018] 进一步地，本发明步骤(5)中所述的一体化复合材料可采用模压成型或热压罐成型工艺制备，固化温度为160-240℃，固化时间为4-12h，固化后冷却至室温。

[0019] 本发明与现有技术相比具有以下有益效果：

[0020] (1) 本发明所述的结构承载-烧蚀耐热一体化复合材料相较于传统金属承载结构方案减重30%以上，可有效实现结构减重；

[0021] (2) 本发明中使用碳纤维复合材料代替金属承载结构可降低生产成本，同时，省去金属结构制备有助于简化生产工序，缩短生产周期；

[0022] (3) 本发明所述的结构承载-烧蚀耐热一体化复合材料解决了目前典型的一体化热防护系统结构、工艺复杂的问题，具有整体成型、可靠性高的优点。

## 具体实施方式

[0023] 为了加深对本发明的理解，下面将结合实施例对本发明做进一步详细描述，该实施例仅用于解释本发明，并不对本发明的保护范围构成限定。

### [0024] 实施例1

[0025] 将2mm的T700碳纤维/高温环氧树脂预浸料平铺在模具中，合模，在40℃的条件下预压实8小时，温度降至室温后打开模具，将T700碳纤维/高温环氧树脂预浸料与石英纤维/酚醛树脂预浸料交替铺层，设置过渡区域，过渡区域厚度为5层组（一层碳纤维预浸料与一层石英纤维预浸料为一层组）。然后在过渡区域之上继续铺覆3mm的石英纤维/酚醛树脂预浸料，合模，采用模压成型工艺制备复合材料，固化温度为160℃，固化时间为12h，固化后冷却至室温，脱模得到一体化复合材料。经检测，复合材料内部质量完好，并对复合材料进行密度、拉伸强度、层间剪切强度测试，测试结果见表1。

### [0026] 实施例2

[0027] 将2mm的T700碳纤维/双马树脂预浸料平铺在模具中，合模，在80℃的条件下预压实2 小时，温度降至室温后打开模具，将T700碳纤维/双马树脂预浸料与石英纤维/苯并噁嗪树脂预浸料交替铺层，设置过渡区域，过渡区域厚度为5层组（一层碳纤维预浸料与一层石英纤维预浸料为一层组）。然后在过渡区域之上继续铺覆3mm的石英纤维/苯并噁嗪树脂预浸料，合模，采用模压成型工艺制备复合材料，固化温度为240℃，固化时间为4h，固化后

冷却至室温,脱模得到一体化复合材料。经检测,复合材料内部质量质量完好,并对复合材料进行密度、拉伸强度、层间剪切强度测试,测试结果见表1。

[0028] 实施例3

[0029] 将2mm的T700碳纤维/苯并噁嗪树脂预浸料平铺在模具上,放入真空袋中在60℃的条件下预压实4小时,温度降至室温后打开模具,将T700碳纤维/苯并噁嗪树脂预浸料与石英纤维/苯并噁嗪树脂预浸料交替铺层,设置过渡区域,过渡区域厚度为5层组(一层碳纤维预浸料与一层石英纤维预浸料为一层组)。然后在过渡区域之上继续铺覆3mm的石英纤维/苯并噁嗪树脂预浸料,采用热压罐成型工艺制备复合材料,固化温度为200℃,固化时间为8h,固化后冷却至室温,脱模得到一体化复合材料。经检测,复合材料内部质量质量完好,并对复合材料进行密度、拉伸强度、层间剪切强度测试,测试结果见表1。

[0030] 表1一体化复合材料性能

项目	实施例		
	实施例 1	实施例 2	实施例 3
[0031] 密度	1.48	1.48	1.47
层间剪切强度	45.1	46.3	43.8
拉伸强度/MPa	834	845	790

[0032] 表1为上述实施例制备的一体化复合材料的性能。根据表1可以看出,一体化复合材料具有较低的密度,相较于传统金属承载加外防热形式可实现有效减重,满足飞行器轻量化要求。同时,采用本发明制备的复合材料内部质量完好,综合力学性能优异,可靠性高。

[0033] 以上公开的本发明的具体实施例,其目的在于帮助理解本发明的内容并据以实施,本领域的普通技术人员可以理解,在不脱离本发明的精神和范围内,各种替换、变化和修改都是可能的。本发明不应局限于本说明书的实施例所公开的内容,本发明的保护范围以权利要求书界定的范围为准。